第 40 卷 第 3 期
2023 年 6 月

应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 40 No. 3
Jun. 2023

文章编号:1000-4939(2023)03-0545-13

纤维增强复合材料混合模式分层破坏数值模拟研究

刘志明,陈静芬,毛欢,陈君昱

(暨南大学力学与建筑工程学院“重大工程灾害与控制”教育部重点实验室,510632 广州)

摘　要:本研究建立了纤维增强复合材料层合板混合模式弯曲破坏试件有限元模型,采用内聚力模型和黏结单元模拟复合材料界面层的力学行为,对现有复合材料层合板混合模式分层破坏试验进行数值模拟,预测与试验荷载-位移曲线吻合良好。根据已建立的有限元模型,探讨了内聚力模型的材料参数如界面单元刚度、界面破坏强度、断裂能以及单元尺寸、不同材料软化法则和材料破坏准则等对弯曲试件混合模式破坏试验数值模拟准确性和收敛性的影响。结果表明,合理选择单元尺寸可保证数值模拟的精确性;合理选用材料软化法则和界面单元刚度对运算效率提高尤为关键;断裂能取值必须足够准确以获得合理的数值分析结果;界面极限强度的选择对运算结果影响微小。而材料破坏准则的选取对混合模式分层破坏数值模拟运算效率区别明显。研究结果为更有效地使用内聚力模型及黏结单元提供了参考指导作用。有利于工程师在进行复合材料层合板分层失效分析遇到收敛困难时,更好地选择相关参数和准则以保证数值计算的收敛性,精确性和运算效率。

关键词:复合材料; 内聚力模型; 黏结单元; 分层破坏

中图分类号:TB332　　**文献标志码:**A　　**DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2023.03.006

Numerical simulations of mixed-mode delamination in fiber-reinforced composite materials

LIU Zhiming, CHEN Jingfen, MAO Huan, CHEN Junyu

(MOE Key Laboratory of Disaster Forecast and Control in Engineering, School of Mechanics and Construction Engineering, Jinan University, 510632 Guangzhou, China)

Abstract: A finite element (FE) model is developed for simulating mixed-mode-bending delamination in fiber-reinforced composite laminates. A built-in cohesive zone model based on cohesive elements of the finite element procedure ABAQUS V6.14 is adopted to simulate the mechanical behavior of interfaces between adjacent composite layers. Numerical simulations of mixed-mode-bending specimens were performed using the developed FE model. The predicted load versus displacement curves agree well with their experimental counterparts. The effects of the cohesive zone model parameters and criteria, such as the stiffness of cohesive elements, finite element size, interface failure strengths, fracture energies, and mixed-mode delam-

收稿日期:2022-08-19　　**修回日期:**2023-04-26
基金项目:国家自然科学基金青年资助项目(No. 11502095);广东省自然科学基金面上资助项目(No. 2021A1515010297)
通信作者:陈静芬,副研究员。E-mail:tjingfen.chen@jnu.edu.cn
引用格式:刘志明,陈静芬,毛欢,等. 纤维增强复合材料混合模式分层破坏数值模拟研究[J]. 应用力学学报,2023,40(3):545-557.
LIU Zhiming, CHEN Jingfen, MAO Huan, et al. Numerical simulations of mixed-mode delamination in fiber-reinforced composite materials [J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(3): 545-557.

ination softening law and propagation criterion on the accuracy and convergence of numerical simulations of the mixed-mode-bending specimens, are discussed. The following conclusions can be drawn: proper selection of finite element size can ensure the accuracy of numerical simulations; appropriate choices of the interface cohesive element stiffness and mixed-mode delamination softening law are critical to improving the efficiency of numerical simulations; fracture energy should be sufficiently accurate for ensuring good numerical results; the choice of the interface failure strength has little effects on the simulation results. The choice of the delamination propagation criterion has distinct effects on the efficiency of numerical simulations of the mixed-mode delamination. The research provides a good reference for more effective use of cohesive zone model and cohesive elements. It is helpful for engineers to select relevant cohesive zone model parameters and criteria to ensure the accuracy, computational convergence and efficiency of numerical analysis when encountering computational difficulties in delamination analysis of composite materials.

Key words: composite material; cohesive zone model; cohesive element; delamination

纤维增强复合材料具有高比模量、比强度以及各向刚度和强度可设计等优点,被广泛应用于土木工程、机械工程、海洋工程和军事工程等工程领域,具有良好的发展前景。但是与纤维相比,基体的强度相对较弱,使得复合材料的层间破坏模式即分层破坏成为了最常见、最主要的破坏形式[1]。复合材料的分层破坏一直是复合材料领域的研究重点。

在实际工程中,复合材料承受复杂的荷载,混合模式分层破坏更为普遍。国内外学者对复合材料混合模式分层破坏进行了大量的研究,BENZEGGAGH等[2]采用试验方法研究了复合材料混合模式下的分层断裂韧性,研究表明混合模式弯曲破坏试件(mixed-mode bending apparatus,后文简称 MMB)可以很好地模拟混合模式分层破坏,而且数值模拟的荷载-位移曲线的形状与混合比例(mixed-mode ratio)$G_{\mathrm{II}}/G_{\mathrm{T}}$(其中,$G_{\mathrm{II}}$ 为Ⅱ型单一模式破坏时的能量释放率,G_{T} 为模型在当前荷载下分别在Ⅰ型、Ⅱ型和Ⅲ型分层破坏中的能量释放率之和)的取值有关。MIYAGAWA 等[3]利用拉曼光谱法测定Ⅰ型、Ⅱ型分层破坏层间裂纹尖端附近的应变分布,计算得出的断裂韧性与测定值基本一致。庄蔚敏等[4]通过三点弯曲试验,研究碳纤维复合材料在弯曲载荷作用下的失效形式与损伤过程,发现碳纤维复合材料层合板弯曲损伤过程中,层间裂纹和层内裂纹扩展速度不同,在未发生纤维断裂产生层内裂纹之前,层间裂纹已经开始出现。云新尧等[5]对斜纹编织碳纤维/环氧树脂复合材料Ⅱ型分层开裂性能进行了测试,发现编织纤维增强复合材料分层破坏行为除层间开裂外还存在纬向纤维脱黏。BOLOTIN[6]根据裂纹在层合板的位置不同,对层内及近表面分层裂纹的产生、损伤的积累以及材料的最终失效破坏做了综合性的回顾。WHITNEY 等[7]以及 KIM 等[8]采用强度理论预测模型来判断界面是否发生分层,当材料内部某点处的应力或一定区域的平均应力超过界面强度时即判断界面发生分层损伤。ALLIX 等[9]及 CORIGLIANO 等[10]针对层合板界面层建立了损伤模型来预测界面的分层损伤。内聚力理论最早由 DUGDALE[11]和 BARENBLATT[12]提出,用于描述材料界面分离时的断裂过程。DUGDALE[11]对含穿透裂纹的薄钢板进行拉伸试验,发现裂纹尖端塑性变形区为扁平带状区域,并将其简化为内聚区。BARENBLATT[12]在对脆性材料断裂过程的研究中,认为内聚区的应力分布是关于该点与裂纹尖端之间距离的函数。为准确计算该区域内的应力,大部分研究引入内聚区长度的概念[13]。内聚区长度的定义为[14],从完全破坏失去承载能力的黏结单元到应力达到最大值的黏结单元之间的距离。在内聚区中,应力梯度变化比其他部位大得多。随着计算机技术的发展,许多学者采用有限元程序材料库中的内聚力模型和黏结单元的方法[13-18]研究分层损伤问题。

HUI 等[19]通过试验发现当材料弹性模量小于界面黏结强度时,界面分层裂纹的发展将发生钝化现象,并通过有限元方法采用内聚力单元对裂纹发展进行模拟,解析解与数值解吻合良好。YANG 等[20]建立了一个内聚力模型模拟复合材料层合板的三维分层损伤,发现与虚拟裂纹闭合法相比,内聚力模型能正确地预测试件的分层及劈裂裂纹形状,但是内聚力模型的相关参数需要进一步确定。

刘红霞[21]对 AS4/PEEK 复合材料Ⅰ、Ⅱ型和混合模式分层破坏进行有限元数值模拟,分别采用幂

指数准则[22]和 BK 准则[1]作为界面失效判据，发现采用 BK 准则比幂指数准则预测得到的荷载-位移曲线与试验曲线更为接近，BK 准则中与材料相关的常数 η 的选取对数值模拟荷载峰值的精度有一定影响；当 MMB 试验破坏模式混合比例为 50% 时，η 取 1 时数值模拟荷载峰值与试验值更为接近。国内学者肖鑫等[23]分别采用 BK 准则和幂指数准则对碳纤维增强树脂基材料的单向层合板混合模式分层扩展进行数值模拟，发现采用模型参数 $\gamma=1$ 时的幂指数准则计算得到的混合模式断裂能释放率数值偏大，而采用模型参数 $\eta=2$ 时 BK 准则计算得到的混合模式断裂能释放率与理论预测值更吻合；SKOVAJSA 等[24]针对 I 型分层破坏，对数值模拟与解析计算进行了对比，发现采用网格尺寸为 1 mm 或 2 mm 的线性六面体单元进行数值模拟可得到足够精确的结果；CAMANHO 等[25]发现，幂指数准则中参数 γ 取 1 更适合用于模拟 AS4/PEEK 纤维增强复合材料混合模式下的分层破坏。

采用有限元程序中的内聚力模型和黏结单元模拟复合材料的分层破坏力学行为是普遍的做法。复合材料的实际结构应用中，由于受力复杂，混合模式分层破坏的发生更为普遍。因此，对复合材料的分层破坏模拟，应采用考虑混合模式破坏的内聚力模型进行模拟，而不能仅采用单一模式的内聚力模型。

对黏结单元的属性定义包含本构模型(即内聚力模型)以及性能参数两部分，其中本构模型包含材料损伤发生准则、材料软化法则、材料破坏准则；性能参数包括界面刚度、界面强度、断裂能。以上准则及参数共同描述黏结单元的力学行为，要使用黏结单元准确地模拟复合材料分层破坏过程，必须合理地设置上述各个准则和参数。

上述工作大部分是单独探讨某个参数对分层破坏数值模拟结果的影响。尚未发现有研究针对基于不同材料软化法则、材料破坏准则的内聚力模型和不同模型参数如界面刚度、界面强度等对复合材料混合模式界面分层破坏进行参数化分析，探讨这些因素对数值模拟结果的影响，因此有必要开展本研究工作。

本研究建立纤维增强复合材料混合模式弯曲破坏试件有限元模型，并考虑上述各因素对数值模拟结果的影响，可为复合材料结构工程设计人员或研究人员更有效地利用内聚力模型及黏结单元模拟复合材料分层破坏行为提供参考指导意见。

1　内聚力理论模型

本研究采用有限元程序 ABAQUS V6.14 材料库中的内聚力模型和 COH3D8 黏结单元模拟复合材料层合板加载过程中的分层破坏行为，可同时模拟分层破坏的发生与发展过程。通常，在复合材料单层间放置一层黏结单元模拟界面层。本节介绍内聚力模型中的牵引力-位移关系、界面刚度、材料损伤发生准则、材料软化法则、材料破坏准则等。

1.1　牵引力-位移关系

黏结单元的本构关系由牵引力-位移关系定义。本构关系曲线分为 2 段，第一段通常采用线弹性的牵引力-位移关系描述分层损伤发生前界面层的力学响应，第二段则描述分层损伤发展后的材料软化行为。当分层损伤发生后，材料属性开始退化，界面层的损伤演化由材料软化法则控制。黏结单元的牵引力-位移关系可表示为

$$\begin{Bmatrix}\sigma_n\\ \tau_s\\ \tau_t\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}K_n&0&0\\0&K_s&0\\0&0&K_t\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\delta_n\\ \delta_s\\ \delta_t\end{Bmatrix}\tag{1}$$

其中：n、s、t 代表以黏结单元中面中心点为原点的局部直角坐标系的 3 个方向，n 为沿单元厚度方向，对应于 I 型分层破坏，s 和 t 方向代表单元中面平行于纤维和垂直于纤维的方向，对应于 Ⅱ 型和 Ⅲ 型剪切分层破坏；σ_n 是平面外牵引力；τ_s 和 τ_t 分别为在垂直于单元厚度方向的平面上平行于纤维方向(界面内第一剪切方向)和垂直于纤维方向(界面内第二剪切方向)的剪切牵引力；δ_n、δ_s、δ_t 和 K_n、K_s、K_t 为相应的相对位移和刚度。刚度的定义如下

$$K_i=\begin{cases}K_i^0, & \delta_i\leqslant\delta_i^0\\(1-d_i)K_i^0, & \\0, & \delta_i\geqslant\delta_i^f\end{cases}\tag{2}$$

其中：$i=n,s,t$；K_i^0 是初始刚度；δ_i^0 和 δ_i^f 分别是每种破坏模式下材料分层损伤开始发生以及材料完全破坏时对应的相对位移；d_i 为描述分层破坏发展的损伤变量，其计算方式与选用的材料软化法则相关。

1.2　界面刚度

在分层破坏发生前，实际上界面层并不会发生变形，而由于牵引力-位移关系中引入了有限的刚

度,导致分层破坏时界面层会发生拉伸变形;同时由于梁截面发生翘曲,有些黏结单元还会出现负法向应力和压缩变形,与实际情况不符合。因此,界面刚度的设置应尽量保证其变形与实际相符。当设置的刚度较小时,黏结单元层产生较大的相对位移,变形相对于结构整体变形不可忽略,结构受力及变形与实际变形发生偏离,将得到错误的数值模拟结果;当刚度设置过大时,则可能出现计算困难而使数值模拟的计算效率变低。因而要选择足够大的刚度值以保证相邻复合材料单层具有足够坚固的连接,又必须在合理的范围内从而避免数值计算上的问题,提高运算效率。

国内外学者提出了若干种确定刚度值大小的方法。CAMANHO 等[25]用刚度值为 10^6 N/mm^3 模拟石墨-环氧树脂复合材料分层破坏并得到了准确的结果。ZOU 等[26]建议合适的刚度值范围应是 $10^4 \sim 10^7$ 倍的界面层剪切或者抗拉强度值。TURON[14]认为界面刚度的大小将影响复合材料整体有效弹性模量,

$$E_{\mathrm{eff}} = E_3\left(\frac{1}{1 + \dfrac{E_3}{Kt}}\right) \tag{3}$$

其中:E_{eff} 为复合材料整体有效弹性模量;E_3 为复合材料层厚度方向的弹性模量;K 为界面层刚度;t 为复合材料层合板厚度。

由式(3)可知,当 $\dfrac{E_3}{t} \ll K$ 时,结构的有效弹性模量受到界面层的影响可被忽略。令 $K = \dfrac{\beta E_3}{t}$,当 $\beta = 20$,由于界面层的变形造成结构整体刚度损失小于 5%,可保证界面层刚度对结构有效弹性模量的影响足够小,使得数值模拟足够准确。在本研究后续的参数化数值模拟中,其中采用的两个刚度值即由 $K = \dfrac{\beta E_3}{t}$ 分别取 $\beta = 20, 50$ 计算得到。

1.3 材料损伤发生准则

为预测层间分层损伤的初始,采用损伤发生准则进行判断。当黏结单元的应力状态满足一定的条件时,分层破坏即开始发生,同时材料属性开始退化。复合材料层合板分层破坏失效模式包括Ⅰ型、Ⅱ型、Ⅲ型和混合模式分层失效,针对不同模式的分层损伤起始,需要用不同的材料损伤发生准则进行判断。在 ABAQUS V6.14 有限元程序中,提供了 4 种损伤发生准则:最大名义应力准则、最大名义应变准则、二次名义应力准则、二次名义应变准则。

对于单一模式的分层失效,可通过比较界面应力或强度来判断界面是否发生分层损伤,一般采用最大名义应力准则作为判断依据,其表达式如下,

$$\max\left\{\frac{\langle\sigma_n\rangle}{\sigma_n^0}, \frac{\tau_s}{\tau_s^0}, \frac{\tau_t}{\tau_t^0}\right\} = 1 \tag{4}$$

其中:σ_n^0、τ_s^0、τ_t^0 分别代表黏结单元变形沿界面法线方向、界面内第一剪切方向和第二剪切方向时牵引力-相对位移曲线的峰值,也即该方向黏结单元的极限强度;$\langle x\rangle = (|x| + x)/2$。

对于混合模式分层失效,分层可以发生在任何一种模式的层间应力达到它的极限强度之前。因此,不能采用最大名义应力准则或最大名义应变准则来判断混合模式的分层失效。

在混合模式分层破坏中,一般采用二次名义应力准则或二次名义应变准则来判断复合材料层合板是否发生分层损伤,其中二次名义应力准则表达式如下。

$$\left\{\frac{\langle\sigma_n\rangle}{\sigma_n^0}\right\}^2 + \left\{\frac{\tau_s}{\tau_s^0}\right\}^2 + \left\{\frac{\tau_t}{\tau_t^0}\right\}^2 = e_D \leqslant 1 \tag{5}$$

其中,当 $e_D = 1$ 时,表明材料发生了分层损伤。

而二次名义应变准则表达式,

$$\left\{\frac{\langle\varepsilon_n\rangle}{\varepsilon_n^0}\right\}^2 + \left\{\frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0}\right\}^2 + \left\{\frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0}\right\}^2 = e_D \leqslant 1 \tag{6}$$

其中:ε_n^0、ε_s^0、ε_t^0 分别代表黏结单元变形沿界面法线方向、界面内第一剪切方向和第二剪切方向时黏结单元的极限应变;ε_n、ε_s、ε_t 代表当前状态界面法线方向、界面内第一剪切方向和第二剪切方向的应变;当 $e_D = 1$ 时,表明材料发生了分层损伤。本研究在混合模式弯曲破坏数值模拟中采用了二次名义应力准则。

1.4 材料软化法则

当黏结单元应力状态达到损伤初始条件后,分层损伤将进一步演化,并由黏结单元刚度退化进行描述。刚度退化由损伤变量 d 来定义,其计算方法取决于不同形式的软化准则。ABAQUS V6.14 有限元程序提供了线性软化法则与指数软化法则,而两者又可分为基于有效位移和基于断裂能的方法进行运算。线性软化法则与指数软化法则的区别在于它们对损伤变量 d 的计算方式不同。在线性软化法则中,损伤变量 d 随着相对位移的增加而线性增长;而

在指数软化法则中,损伤变量 d 则随着相对位移的增加呈指数增长。而基于有效位移和基于断裂能两种软化法则,其不同点在于定义损伤变量 d 的函数不同。基于有效位移的材料软化法则中,材料的损伤变量是材料损伤发生后单元所发生的总体位移的函数;基于断裂能的损伤演化法则中损伤变量是材料损伤发生后材料完全破坏时所需要的断裂能的函数。当损伤变量 d 的值达到 1 时,材料完全破坏。下面分别给出基于有效位移和基于断裂能的线性软化法则[27-29]和指数软化法则[30],共 4 种形式的表达式。

基于有效位移和基于断裂能的线性软化法则表达式为

$$d = \frac{\delta_{eq}^{f}(\delta_{eq} - \delta_{eq}^{0})}{\delta_{eq}(\delta_{eq}^{f} - \delta_{eq}^{0})} \tag{7}$$

其中:δ_{eq} 是在加载过程中的有效位移;δ_{eq}^{0} 是损伤发生时的有效位移,由损伤发生准则所决定;δ_{eq}^{f} 是在对应模式下材料完全破坏时的有效位移,基于有效位移的线性软化法则中,该值由试验得出,基于断裂能的软化法则中,关于 δ_{eq}^{f} 的确定方法将在下一节讨论。图 1 为采用线性软化法则的牵引力－位移关系示意图。

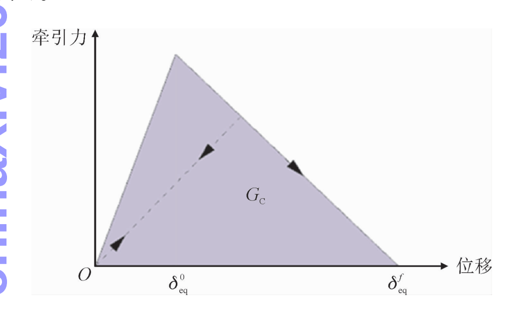


图 1　线性软化法则

Fig. 1　Linear softening law

基于有效位移的指数软化法则表达式为

$$d = 1 - \left\{\frac{\delta_{eq}^{0}}{\delta_{eq}}\right\}\left\{1 - \frac{1 - \exp\left[-\alpha\left(\frac{\delta_{eq} - \delta_{eq}^{0}}{\delta_{eq}^{f} - \delta_{eq}^{0}}\right)\right]}{1 - \exp(-\alpha)}\right\} \tag{8}$$

其中:α 是与选取的材料有关的无量纲参数,它定义了损伤发展的速率;$\exp(x)$ 是指数函数。

基于断裂能的指数软化法则,得

$$d = \int_{\delta_{eq}^{0}}^{\delta_{eq}^{f}} \frac{T_{eff}\mathrm{d}\delta}{G_c - G_0} \tag{9}$$

其中:T_{eff} 是界面的有效牵引力,$T_{eff} = \sqrt{\sigma_n^2 + \tau_s^2 + \tau_t^2}$;$G_0$ 为分层损伤发生时的弹性能;图 2 为采用指数软化法则的牵引力－位移关系示意图。

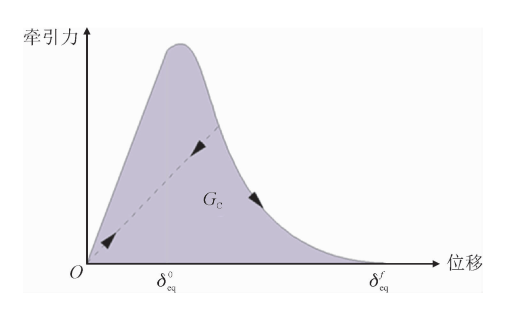


图 2　指数软化法则

Fig. 2　Exponential softening law

1.5　材料破坏准则

在试件加载变形过程中,若损伤变量 $d = 1$,则黏结单元完全破坏,不再具有承载能力。在单一模式荷载作用下,可通过比较界面的能量释放率与临界能量释放率来判断界面是否完全分层。当 $d = 1$ 时,材料完全破坏时的有效位移 δ_{eq}^{f},与Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ型单一模式分层破坏时的能量释放率临界值 G_{ic}（i = Ⅰ,Ⅱ,Ⅲ）有如下关系。

$$G_{\mathrm{I}c} = \int_0^{\delta_{eq,n}^{f}} \sigma_n \mathrm{d}\delta_n ,$$
$$G_{\mathrm{II}c} = \int_0^{\delta_{eq,s}^{f}} \tau_s \mathrm{d}\delta_s ,$$
$$G_{\mathrm{III}c} = \int_0^{\delta_{eq,t}^{f}} \tau_t \mathrm{d}\delta_t \tag{10}$$

由上式可知,在单一模式下,δ_{eq}^{f} 为能量释放率 G_{ic} 的函数。材料本构曲线下方面积为能量释放率 G_i,在单一模式荷载作用下,G_i 与材料单一模式断裂时的能量释放率 G_{ic} 相等时,节点的有效位移即为材料在该模式下完全破坏时的有效位移,即 $\delta_{eq} = \delta_{eq}^{f}$。

而在复合材料混合模式界面分层破坏中,材料的完全破坏将在能量释放率 G_c 达到任一单一模式下断裂能量释放率 G_{ic} 之前发生。此时,混合模式破坏时能量释放率 G_c 可表达为

$$G_c = \int_0^{\delta_{eq}^{f}} T_{eff}\mathrm{d}\delta_{eq} \tag{11}$$

在 ABAQUS 有限元程序中,若采用基于断裂能的软化法则,需要设置材料破坏准则判定材料发生完全分层破坏。ABAQUS 提供了幂指数准则(Power law)和 BK 准则(BK law)两种材料破坏准则,通过保证牵引力-位移曲线下的面积等于联立幂指数准

则或 BK 准则及式(10)或式(11)所确定的能量释放率 G_c,从而确定材料完全破坏时的有效位移 δ_{eq}^f。

幂指数准则的表达式为

$$\left(\frac{G_{\mathrm{I}}}{G_{\mathrm{I}c}}\right)^{\gamma}+\left(\frac{G_{\mathrm{II}}}{G_{\mathrm{II}c}}\right)^{\gamma}+\left(\frac{G_{\mathrm{III}}}{G_{\mathrm{III}c}}\right)^{\gamma}=1 \tag{12}$$

其中:G_{I}、G_{II} 和 G_{III} 分别为当前荷载下Ⅰ型、Ⅱ型和Ⅲ型模式的能量释放率。当式(12)成立时,$G_c = G_T = G_{\mathrm{I}} + G_{\mathrm{II}} + G_{\mathrm{III}}$。幂指数准则的指数 γ 的取值可以是 1 或 2。CAMANHO等的研究[25]表明幂指数准则的指数 γ 取值为 1 更适合用于模拟 AS4/PEEK 纤维增强复合材料混合模式下的分层破坏。在本研究的 MMB 有限元模型中,采用同种材料进行模拟,当材料破坏准则选取为幂指数准则时,γ 取值为 1。

BK 准则由 BENZEGGAGH 等[1]提出,其表达式为

$$G_c = G_{\mathrm{I}c} + (G_{\mathrm{II}c} - G_{\mathrm{I}c})\left(\frac{G_{\mathrm{II}} + G_{\mathrm{III}}}{G_T}\right)^{\eta} \tag{13}$$

其中:G_T 等于模型在当前荷载下分别在Ⅰ型、Ⅱ型和Ⅲ型分层破坏中的能量释放率之和,即 $G_T = G_{\mathrm{I}} + G_{\mathrm{II}} + G_{\mathrm{III}}$;$\eta$ 为该准则的材料参数。文献[31]给出了依据分层破坏混合模式的混合比例 G_{II}/G_T 及混合模式破坏时能量释放率 G_c 确定参数 η 数值的计算方法。对于 AS4/PEEK 复合材料,依据试验数据拟合到的参数 η 取值为 2.284。本研究算例采用同种材料,因此当材料破坏准则选取为 BK 准则时,η 取值为 2.284。

2 混合模式弯曲模型数值模拟

本研究建立了复合材料混合模式弯曲破坏试件有限元模型模拟复合材料混合模式分层破坏,并与试验荷载-位移曲线进行了对比,探讨内聚力模型的材料参数如界面刚度、单元尺寸、界面法向和剪切强度、断裂能以及不同材料软化法则和材料破坏准则对数值模拟准确性和收敛性的影响。

本研究对文献[31]报道的 AS4/PEEK 复合材料层合板混合模式弯曲破坏试验进行有限元分析,试验模型简图如图 3 所示。F 是施加的力,c 是加载臂的长度,c 的值与分层破坏混合模式的混合比例 G_{II}/G_T 有关,此处 $G_T = G_{\mathrm{I}} + G_{\mathrm{II}} + G_{\mathrm{III}}$,该算例中,$G_{\mathrm{III}} = 0$。混合模式弯曲试件长 l = 102 mm,宽 b = 25.4 mm,厚 $2h$ = 3.12 mm,预留裂缝长 a = 34.1 mm。复合材料单层与界面层材料属性分别见表 1 和表 2。本研究取 G_{II}/G_T = 0.5,此时 c = 44.37 mm。

表 1 AS4/PEEK 复合材料层材料属性[31]

Tab. 1 Material properties of AS4/PEEK composite

E_1 /MPa	$E_2 = E_3$ /MPa	$G_{12} = G_{13}$ /MPa	G_{23} /MPa	$v_{12} = v_{13}$	v_{23}
122 700	10 100	5 500	3 700	0.25	0.45

表 2 界面层材料参数[31]

Tab. 2 Material properties of interface layers

$G_{\mathrm{I}c}$ /(N·mm^{-1})	$G_{\mathrm{II}c}$ /(N·mm^{-1})	σ_n^0 /MPa	$\tau_s^0 = \tau_t^0$ /MPa	K_{III} /(N·mm^{-3})
0.969	1.719	80	100	1×10^6

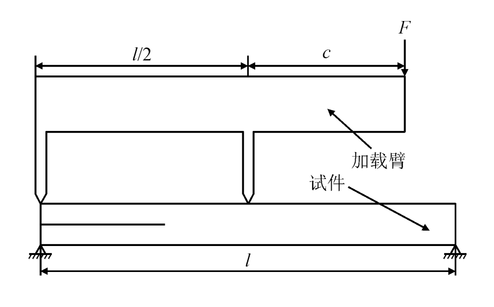


图 3 混合模式弯曲试验模型简图

Fig. 3 Experimental setup of the mixed-mode bending (MMB) test

有限元模型为简化建模省略了加载臂,直接将加载力 F 简化为加载在试件中部的线荷载 F_m 和加载在试件端部的线荷载 F_e,有限元模型如图 4 所示。而由于 F_m、F_e 大小与加载臂的长度 c 有关,加载臂长度 c 又由破坏模式混合比例 G_{II}/G_T 所决定,故 F_m 和 F_e 的比例可由预设的破坏模式的混合比例直接得出,具体计算方法可参考文献[32]。加载力 F_m 和 F_e 与破坏模式混合比例的关系如表 3 所示。

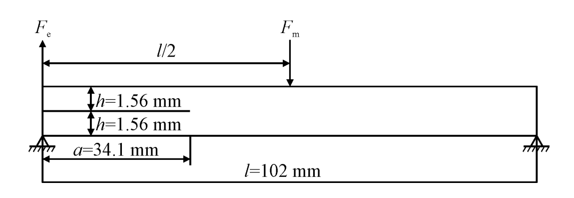


图 4　混合模式弯曲试件几何形状及尺寸图

Fig. 4　Geometry and dimensions of MMB specimen

本研究取 $G_{\text{Ⅱ}}/G_{\text{T}}=0.5$，故 $F_m=1.87F$，$F_e=0.87F$。而对应加载点的竖向位移 ω 可由试件中点的竖向位移 ω_m 和试件端点的竖向位移 ω_e 通过式(14)换算得出[32]

$$\omega=\frac{2c+l}{l}\omega_m-\frac{2c}{l}\omega_e \tag{14}$$

表 3　MMB 试件荷载关系表

Tab. 3　Mixed-mode bending (MMB) load relationship

$G_{\text{Ⅱ}}/G_{\text{T}}$	F_m	F_e
0.0(DCB)	0.00	1.00F
0.2	3.15F	2.15F
0.5	1.87F	0.87F
0.8	1.56F	0.56F
1.0(ENF)	1.00F	0.00

注：DCB 代表 double cantilever beam 即双悬臂梁试件，用以研究Ⅰ型层间破坏；ENF 代表 end notch flexure，即端部缺口弯曲试件，用以研究Ⅱ型层间破坏。

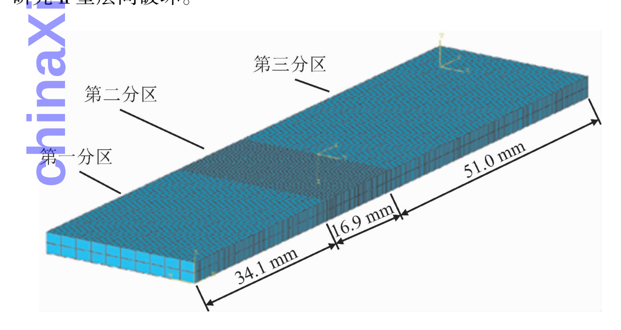


图 5　试件单元划分示意图

Fig. 5　FE mesh of the MMB specimen

在有限元模型中，若采用的材料本构关系含软化段(如本研究的黏结单元本构关系)，数值模拟容易产生计算困难而导致有限元分析提早终止。同时若采用力加载方式，将无法获得荷载-位移曲线的下降段，本研究采用位移加载方式。根据式(14)跟简化模型(图 4)的几何关系，将相应于文献[31]中试验曲线终点对应的竖向位移，即加载臂右端点产生竖直向下 6 mm 位移，转化为加载于试件左端边线(图 4 所示 F_e处)与中线位置处(图 4 所示 F_m处)的位移，分别为向上 6.23 mm 与向下 0.3 mm。复合材料层采用 SC8R 连续壳单元模拟，界面层采用 COH3D8 黏结单元模拟。在下面所有数值模拟当中，如图 5 所示，基于结构的受力特性，复合材料层和界面层沿厚度方向仅放置一层单元，沿宽度方向放置 10 个单元，在试件长度方向按照材料受力特性分为 3 个分区，第一分区(Region 1)为预留裂缝区，此区域厚度方向两层复合材料层板不相连，层间不放置黏结单元，且每层沿试件长度方向划分为 70 个单元，第二分区(Region 2)长度为试件长度一半与预留裂缝长度之差，该区域在两复合材料层板间放置一层黏结单元，为准确预测该分区内黏结单元应力分布，沿试件长度方向划分了 50 个单元，第三分区(Region 3)为试件右半部分，复合材料层合板达到承载力峰值直到材料失去承载能力，分层破坏均未拓展到该区域，该区域未插入黏结单元并采用粗网格，复合材料层板间认为是完美黏结，沿试件长度方向划分为 100 个单元，以提高运算效率。在下述数值模拟中，如未特殊说明，界面层材料属性按表 2 取值，黏结单元材料损伤发生法则采用二次名义应力准则、材料软化法则采用基于断裂能的指数软化法则、材料破坏准则采用 BK 准则，BK 准则参数 η 取值为 2.284。因采用了含软化段的本构关系，有限元数值模拟容易产生计算困难而提前终止，本研究所有数值计算，当计算收敛效果好时，相应于加载臂右端加载点加载位移达到 6 mm 时，计算自动终止。当产生数值计算困难时，程序无法继续计算而提前自动终止或因计算时间过长而人为终止程序继续计算，计算荷载-位移曲线如图 6 ~ 13 所示，参数化模拟结果如表 4 ~ 10 所示。

2.1　界面刚度参数化模拟

为考虑界面刚度值的大小对混合模式弯曲破坏数值模拟准确性的影响，本节选用一系列数量级递增且具有代表性的刚度值并将数值模拟结果与试验结果进行比较，为刚度 $K_{\text{Ⅰ}}$ 、$K_{\text{Ⅱ}}$ 的取值提供参考。

所选用的刚度值 K 分别为 5×10^3、1×10^4、6.47×10^4、1×10^5、1.62×10^5、5×10^5、1×10^6 N/mm^3，其中 $K=6.47\times10^4$ N/mm^3，1.62×10^5 N/mm^3 为根据按公式 $K=\frac{\beta E_3}{t}$，令 $\beta=20,50$ 计算得出。这两个取值可保证界面变形对结构整体刚度的损失小于 5% 和 2%。本小节共进行了 3 组参数的模拟：第 1

组，将 K_{I} 作为变量，并令 $K_{\mathrm{II}} = K_{\mathrm{III}} = 1 \times 10^6$ N/mm³。预测荷载峰值与误差，运算时间与增量步数见表 4。

通过对 MMB 模型进行界面刚度 K_{I} 参数化模拟得到的图 3 所示混合模式弯曲试验模型加载臂右端点的加载力(F)-位移(ω)曲线如图 6 所示。从图中可知，当界面刚度 K_{I} 取值设定大于等于 1.62×10^5 N/mm³ 时，在荷载加载完毕时，界面层并未发生分层破坏，数值模拟结果与实际情况不符合。当界面刚度 K_{I} 为 6.47×10^4 N/mm³ 及 1×10^4 N/mm³ 时，界面分层破坏发生材料属性退化，对应的荷载-位移曲线出现下降段，其中，界面刚度 K_{I} 为 1×10^5 N/mm³ 曲线在达到荷载峰值后出现收敛困难，运算效率低；界面刚度 K_{I} 为 6.47×10^4 N/mm³ 曲线荷载峰值较大于试验值；而界面刚度 K_{I} 为 1×10^4 N/mm³ 曲线下降段平滑，预测与试验曲线接近。

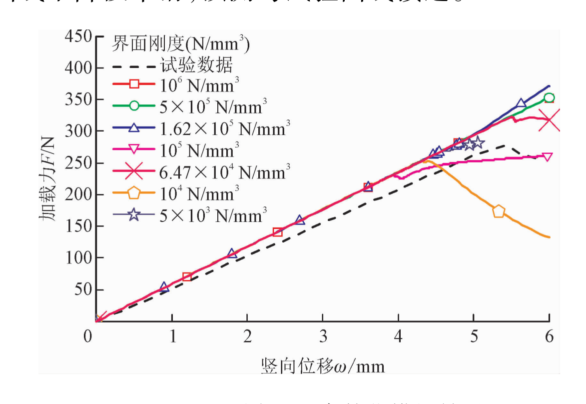


图 6 界面刚度 K_{I} 参数化模拟结果

Fig. 6 Interfacial stiffness K_{I} parametric simulation results

表 4 界面刚度 K_{I} 参数化模拟结果

Tab. 4 Interfacial stiffness K_{I} parametric simulation results

K_{I} /(N · mm⁻³)	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU 运算时间/min	增量步数	备注
试验数据	277.0	–	–	–	–
10^6	–	–	13.7	100	未分层
5×10^5	–	–	12.7	100	未分层
1.62×10^5	–	–	165.9	397	未分层
10^5	262.0	–5.42	241.9	507	收敛困难
6.47×10^4	322.4	16.30	85.1	220	–
10^4	254.0	–8.30	42.4	136	–
5×10^3	–	–	1 427	2 092	不收敛

第 2 组，令 $K_{\mathrm{I}} = K_{\mathrm{III}} = 1 \times 10^6$ N/mm³，K_{II} 取前述刚度值，通过对 MMB 模型进行界面刚度 K_{II} 参数化模拟得到的力-位移曲线如图 7 所示。

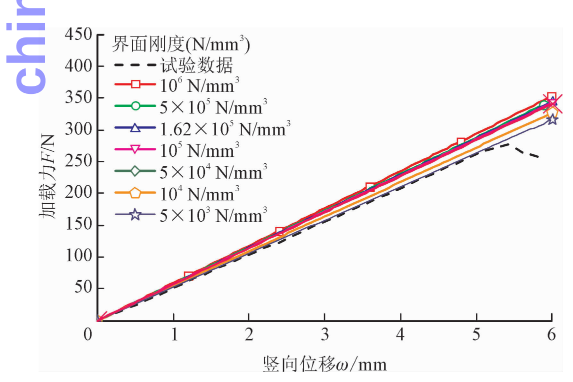


图 7 界面刚度 K_{II} 参数化模拟结果

Fig. 7 Interfacial stiffness K_{II} parametric simulation results

从图中可知，随着界面刚度 K_{II} 的降低，曲线斜率随之降低。且当界面刚度 K_{I} 取值 1×10^6 N/mm³，只改变界面刚度 K_{II} 的取值时，由于界面刚度 K_{I} 取值过大，在荷载加载完全时未发生界面分层，K_{II} 的取值大小只对曲线斜率有影响，曲线并未出现下降段，此组分析未出现分层破坏。

由于复合材料界面混合模式分层破坏包含 Ⅰ 型及 Ⅱ 型分层破坏，故下面同时令 K_{I}、K_{II} 为变量，取前述一系列刚度值，并取 $K_{\mathrm{I}} = K_{\mathrm{II}}$；$K_{\mathrm{III}} = 1 \times 10^6$ N/mm³。预测荷载峰值与误差，运算时间与增量步数见表 5。

第 3 组，通过对 MMB 模型进行 K_{I}、K_{II} 刚度参数化模拟得到的力-位移曲线如图 8 所示。

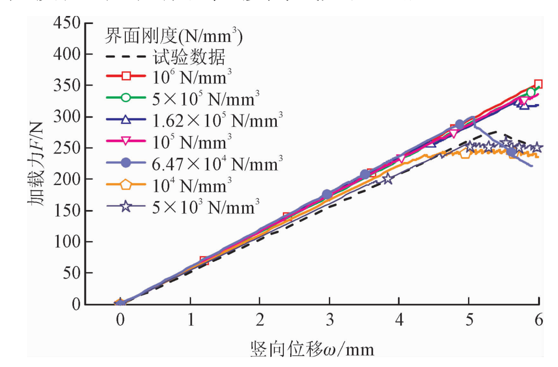


图 8 界面刚度 K_{I}、K_{II} 参数化模拟结果

Fig. 8 Interfacial stiffness K_{I}, and K_{II} parametric simulation results

从图中可知当刚度取值大于等于 5×10^5 N/mm³

时，界面层并未发生分层破坏，数值模拟结果与实际情况不符合。当界面刚度 $K_{\mathrm{I}}=K_{\mathrm{II}}$ 分别为 5×10^3、1×10^4、6.47×10^4、1×10^5、1.62×10^5 N/mm^3 时，界面分层破坏发生材料属性退化，对应的荷载-位移曲线出现下降段，其中，界面刚度为 1.62×10^5 N/mm^3 及 1×10^5 N/mm^3 曲线在荷载达到峰值后小幅骤降；而界面刚度为 6.47×10^4 N/mm^3，曲线在荷载达到 299.5 N 时，由于分层损伤发展迅速，黏结单元刚度退化，结构承载力下降，曲线出现下降段，荷载峰值较为接近试验值；界面刚度分别为 1×10^4 及 5×10^3 N/mm^3 的曲线在荷载达到峰值后均发生震荡，且并未出现下降段，与实际情况不符合。

上述分析结果表明，界面刚度 K_{I} 主要影响曲线峰值，而界面刚度 K_{II} 主要影响曲线斜率；数值模拟的力-位移曲线的形状，由界面刚度 K_{I}、K_{II} 共同影响。当界面刚度 K_{I}、K_{II} 共同取值按公式 $K=\dfrac{\beta E_3}{t}$，并取 β 为 20 计算得到的值 6.47×10^4 N/mm^3 时数值模拟结果较为准确，且曲线较为平滑，下述研究将采取此刚度值进行数值模拟。

表 5　界面刚度 K_{I}、K_{II} 参数化模拟结果

Tab. 5　Interfacial stiffness K_{I} and K_{II} parametric simulation results

K_{I}、K_{II}/(N · mm^{-3})	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU 运算时间/min	增量步数	备注
试验数据	277.0	–	–	–	–
10^6	–	–	8.1	100	未分层
5×10^5	–	–	3.2	102	未分层
1.62×10^5	324.5	17.1	335.2	680	误差较大
10^5	335.7	21.2	93.3	234	误差较大
6.47×10^4	299.5	8.1	38.5	240	较准确
10^4	247.1	−10.8	279.0	533	发生震荡
5×10^3	258.9	−6.5	311.9	610	发生震荡

2.2　单元尺寸参数化模拟

因为内聚区里应力变化梯度大，为得到准确的模拟结果，在内聚区中需放置足够数量的单元。本组数值模拟沿构件长度方向放置的黏结单元尺寸分别为 0.1、0.25、0.338（Balzani 模型取值[32]，将长为 16.9 mm 的范围内划分为 50 个单元）、0.5、1 mm。图 9 所示为不同单元尺寸的复合材料混合模式分层破坏数值模拟得到的荷载-位移曲线，相关模拟数据见表 6。

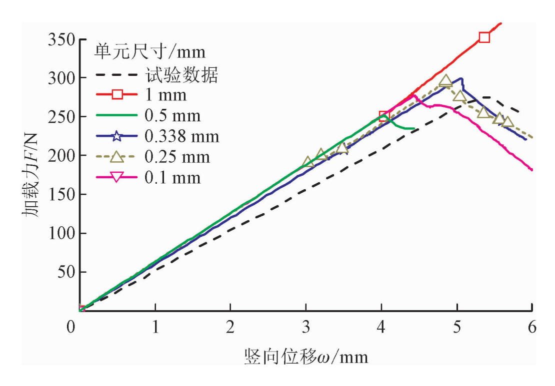


图 9　单元尺寸参数化模拟结果

Fig. 9　Mesh size parametric simulation results

表 6　各单元尺寸模型预测荷载峰值与 CPU 运算时间

Tab. 6　Predicted peak loads and computational time of FE models with different mesh sizes

单元尺寸/mm	荷载峰值/N	CPU 运算时间/min
试验数据	277.0	–
1	无下降段	18.5
0.5	285	23.9（收敛困难）
0.338	299.5	106.5
0.25	298.2	143.1
0.1	277.8	371.3

结果显示，采用较大的单元尺寸（1 mm）得到的模拟曲线并未出现下降段，与试验曲线并不吻合：其余采用不同单元尺寸的数值模拟得到的预测曲线，其荷载峰值大小根据选取的单元尺寸不同而有所不同。当单元尺寸采用 0.5 mm 时，曲线达到荷载峰值（285.0 N）后出现收敛困难，而随着单元尺寸的减小，数值模拟荷载峰值逐渐接近试验值。当单元尺寸采用 0.25 mm 时，数值模拟荷载峰值为 298.2 N，与单元尺寸采用 0.338 mm 时荷载峰值（299.5 N）相比，略接近试验值。当单元尺寸采用 0.1 mm 时，荷

载峰值为277.8 N,逼近荷载峰值。从运算效率的角度考虑,随着单元尺寸的减小,单元数量较多,计算效率较低,当单元尺寸采用0.1 mm时,CPU运算时间为371.3 min,所耗费时间为单元尺寸采用0.338 mm时的约3.5倍。

综上,采用较小单元尺寸(单元尺寸小于0.5 mm)的黏结单元模拟复合材料混合模式分层破坏准确性较高,当单元尺寸过小时(单元尺寸为0.1 mm),由于单元数量相对增多,计算效率低。因此从计算效率和精度的角度综合考虑,在后述的研究中,单元尺寸取0.338 mm。

2.3 界面强度参数化模拟

本节探讨界面层强度对数值模拟的影响,进行了两组参数的模拟:第1组,令界面层法向强度 σ_n^0 取20、40、60、80、100 MPa,剪切强度取100 MPa(参考值);第2组,令界面层剪切强度 τ_s^0 取20、40、60、80、100 MPa,法向强度取80 MPa(参考值)。在长度方向上黏结单元尺寸为0.338 mm。数值模拟结果如图10和图11所示,不同界面法向强度及剪切强度对应的预测荷载峰值见表7,表8。

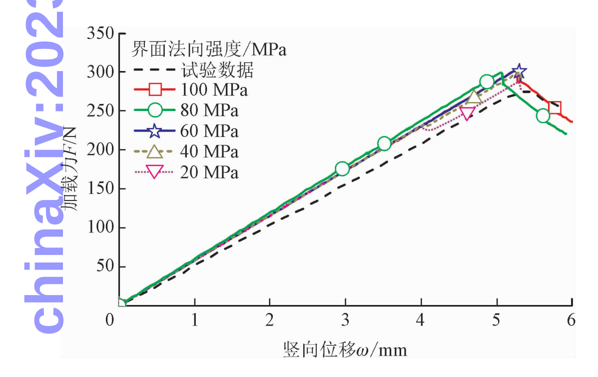


图10 界面法向强度参数化模拟结果

Fig. 10 Interfacial normal strength parametric simulation results

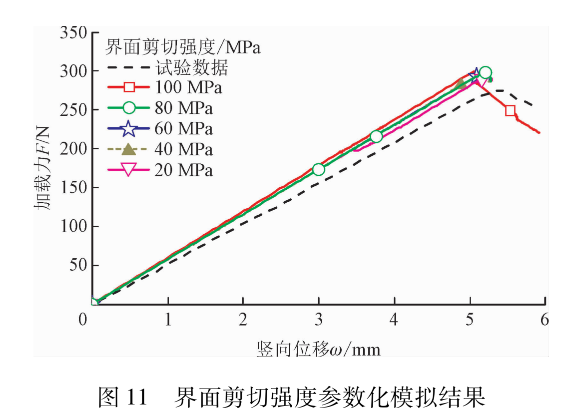


图11 界面剪切强度参数化模拟结果

Fig. 11 Interfacial shear strength parametric simulation results

表7 界面法向强度参数化模拟结果

Tab. 7 Interfacial normal strength parametric simulation results

σ_n^0 /MPa	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU运算时间/min
试验数据	277.0	–	–
100	302.1	9.1	92.5
80(参考值)	299.5	8.1	106.5
60	302.9	9.4	70.3
40	300.5	8.5	63.1
20	288.2	4.0	129.1

表8 界面剪切强度参数化模拟结果

Tab. 8 Interfacial shear strength parametric simulation results

τ_s^0 /MPa	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU运算时间/min
试验数据	277.0	–	–
100(参考值)	299.5	8.1	106.5
80	300.7	8.6	87.6
60	299.9	8.3	87.6
40	299.9	8.3	75.6
20	295.9	6.8	138.0

数值模拟结果表明,界面层极限强度的取值对数值模拟结果影响很小。随着界面强度的下降,各预测荷载峰值十分接近,荷载峰值预测值与试验数据大致接近。另外,随着界面强度的下降,除界面强度选取20 MPa的数值模拟外,CPU运算时间也随之减小。对于混合模式分层破坏的模拟结果而言,界面强度适当地降低带来的影响为荷载峰值的略微降低,界面强度的提高则会引起数值模拟运算时间的增加。综上,当数值计算出现困难时,可适当降低界面法向强度,提高运算效率。

2.4 断裂能参数化模拟

本节分析中,采用基于断裂能的指数软化法则,幂指数准则作为破坏准则。根据式(12)可知,在复合材料发生混合模式分层破坏时,其断裂能 G_c 的大小,与所选取的Ⅰ型破坏断裂能 $G_{\mathrm{I}c}$ 及Ⅱ型破坏断裂能 $G_{\mathrm{II}c}$ 相关。因此,对黏结单元而言,其本构关系曲线下面积即等于断裂能 G_c 的大小,即本构关系曲线受 $G_{\mathrm{I}c}$、$G_{\mathrm{II}c}$ 取值所影响。为探讨断裂能对MMB模型数值模拟结果的影响,选用界面刚度 $K_{\mathrm{I}} = K_{\mathrm{II}} = 6.47\times10^4$ N/mm^3, $K_{\mathrm{III}} = 1\times10^6$ N/mm^3 界面强度 $\sigma_n^0 = 80$ MPa, $\tau_s^0 = 100$ MPa 界面层断裂能 $G_{\mathrm{I}c}$ 及 $G_{\mathrm{II}c}$ 同时设置为实际值的0.8、0.9、1、1.1、1.2倍。其荷载-位移曲线如图12所示,荷载峰值及模型运

算时间如表 9 所示。

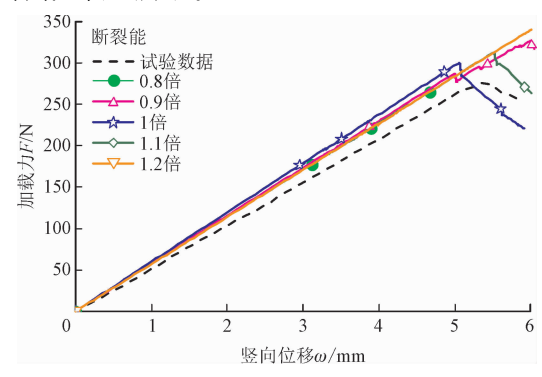


图 12　断裂能参数化模拟结果

Fig. 12　Fracture energy parametric simulation results

表 9　MMB 模型断裂能参数化模拟结果

Tab. 9　MMB model fracture energy parametric simulation results

断裂能/倍	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU 运算时间/min
试验数据	277.0	–	–
0.8	–	–	112.5(不收敛)
0.9	无下降段	–	169.5
1	299.5	8.1	38.5
1.1	311.9	9.3	75.86
1.2	无下降段	–	84.7

数值模拟结果表明,对复合材料混合模式分层破坏而言,断裂能的改变对荷载峰值及对应数值模拟曲线的形状影响十分大。若断裂能取值与实际值相差过大,不仅会影响结构的承载力,而且对应的预测曲线将与实际不符。作为试验测得的材料参数,界面层断裂能的取值必须足够准确以保证数值模拟的准确性。

2.5　材料软化法则及材料破坏准则参数化模拟

ABAQUS V6.14 有限元程序对黏结单元在材料软化阶段的材料行为提供了基于位移和基于断裂能的线性和指数软化法则。材料软化法则描述了材料在发生损伤后,牵引力-位移曲线的下降方式。选取不同的材料软化法则,将影响黏结单元的本构关系曲线的形状,对复合材料在分层破坏过程中力学行为的定义具有重要意义。本节将讨论选用基于有效位移和基于断裂能的线性和指数软化法则对运算结果的影响。

下面将对比基于有效位移和基于断裂能的线性软化法则和指数软化法则(其中,基于断裂能的软化法则考虑幂指数准则和 BK 准则两种不同材料破坏准则的影响),共 6 组数值模拟在运算结果上的差异。

本研究取 $G_{\mathrm{II}}/G_{\mathrm{T}}=0.5$,相应地材料断裂能 G_c 取 1.131 N/mm[32],对于基于有效位移的线性软化法则,材料完全破坏时的有效位移 $\delta_{eq}^{f}=2G_c/T_{eff}^{0}$,取 $T_{eff}^{0}=\sqrt{(\sigma_n^0)^2+(\tau_s^0)^2+(\tau_t^0)^2}$,得 $\delta_{eq}^{f}=0.0139$ mm;对于基于有效位移的指数软化法则,通过联立公式(1)、(2)、(8)和(10)计算得出 $G_{\mathrm{II}}/G_{\mathrm{T}}=0$ 时,Ⅰ型破坏位移 $\delta_{\mathrm{I}}^{f}=0.00455$ mm,$G_{\mathrm{II}}/G_{\mathrm{T}}=1$ 时,Ⅱ型破坏位移 $\delta_{\mathrm{II}}^{f}=0.00777$ mm,有效位移 δ_{eq}^{f} 由 ABAQUS 根据 δ_{I}^{f} 及 δ_{II}^{f} 确定。数值模拟结果如图 13 所示,相关计算数据如表 10 所示。

由图 13 和表 10 可看出,基于位移的软化法则与基于断裂能的软化法则在数值模拟结果上差别很大。基于位移的指数软化法则在位移加载到 2.6 mm时达到荷载峰值 135.5 N,在位移加载到 4.1 mm计算模型出现收敛困难的情况;而基于位移的线性软化法则在位移加载到 3.5 mm 时达到荷载峰值 195.7 N,与试验值相差较大。采用基于断裂能的线性软化法则和幂指数准则作为材料破坏准则的分析,荷载在达到 262.0 N 后曲线出现轻微震荡,荷载峰值为 269.5 N,与试验值较接近;基于断裂能的线性软化法则和 BK 准则作为材料破坏准则的分析,预测曲线在达到荷载峰值 242.1 N 后亦出现轻微震荡。

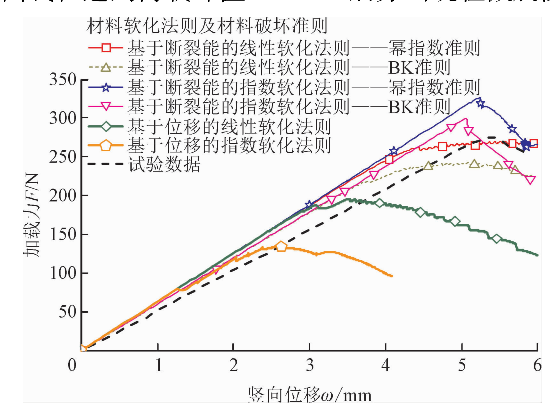


图 13　材料软化法则及材料破坏准则参数化模拟结果

Fig. 13　Material softening law and delamination propagation criterion parametric simulation results

采用基于断裂能的指数软化法则和 BK 准则作为材料破坏准则的分析,在位移加载到 5.06 mm 时得到的预测曲线荷载峰值(299.5 N)与试验值(277.0 N)较为接近。采用基于断裂能的指数软化法则和幂指数准则作为材料破坏准则的分析在位移加载到 5.31 mm 时曲线达到了荷载峰值 326.3 N,较大于试验值。在运算效率方面,采用基于断裂能的

指数软化法则和幂指数准则作为材料破坏准则的分析所需要的 CPU 运算时间为 210.3 min,而采用基于断裂能的指数软化法则和 BK 准则作为材料破坏准则的分析的运算时间为 106.5 min。可以看出,选用基于断裂能的指数软化法则和 BK 准则作为材料破坏准则能更好地提高运算精度和运算效率。

数值模拟表明,采用不同的软化法则及材料破坏准则影响数值模拟的收敛性和效率。选用基于断裂能的指数软化法则能准确地模拟复合材料混合模式分层破坏,其中选用 BK 准则作为材料破坏准则的计算收敛性良好,数值计算取得较好的结果,且计算运算效率更高。

表 10 软化法则及材料破坏准则参数化模拟结果

Tab. 10 Material softening law and delamination propagation criterion parametric simulation results

软化法则	荷载峰值/N	与试验值差值/%	CPU 运算时间/min	增量步数
试验数据	277.0	–	–	–
基于断裂能的线性软化法则——幂指数准则	269.5	−2.7	80.3	370
基于断裂能的线性软化法则——BK 准则	242.1	−12.6	136.0	710
基于断裂能的指数软化法则——幂指数准则	326.3	17.8	210.3	815
基于断裂能的指数软化法则——BK 准则	299.5	8.1	106.5	240
基于位移的线性软化法则	195.7	−29.4	254.1	961
基于位移的指数软化法则	135.5	−51.1	413.4	2 086

3 结 论

本研究探讨内聚力模型的材料参数如界面刚度、界面法向和剪切强度、断裂能以及单元尺寸、不同材料软化法则和材料破坏准则等对复合材料层合板混合模式分层破坏弯曲试验的数值模拟准确性和收敛性的影响。

1)在界面刚度参数化模拟中,采用了不同界面刚度值进行了数值模拟,所需要的运算时间以及有限元分析所进行的增量步数有较大区别,合理选用界面单元刚度值能大大减少运算时间,提高运算效率,通过分析结果可知,对于复合材料混合模式界面分层破坏,选用 TURON 建议公式 $K = \frac{\beta E_3}{t}$,取 $\beta = 20$ 时的刚度值为界面刚度 K_{I} 、K_{II} 值,其数值模拟结果较为准确。

2)界面法向和剪切强度的参数化分析表明其对混合模式分层破坏数值模拟结果影响很小,当数值计算出现困难时,可适当降低界面强度,提高运算效率。

3)断裂能作为材料本身的性质之一直接与材料的承载力相关,作为试验测得量其值必须足够准确保证数值模拟的准确性。

4)单元尺寸的选择影响计算结果的准确性和计算效率,其值必须足够小以保证计算精度和效率。当单元尺寸过大时,计算结果不准确;过小时,计算效率低。

5)合理地选用正确的材料软化法则及材料破坏准则对运算效率提高尤为关键。选用基于断裂能的指数软化法则和采用 BK 准则作为材料破坏准则的分析运算效率高,运算结果收敛且准确,适用于模拟层合板混合模式分层破坏。幂指数准则和 BK 准则作为判定黏结单元是否完全破坏的重要准则,可按具体情况选用适当的材料破坏准则。

本研究结果为更好地在有限元分析中采用内聚力模型和黏结单元模拟实际工程中复合材料层合板及其结构更为普遍的分层破坏模式,即混合模式分层破坏的力学行为提供了参考指导作用,有利于复合材料研究人员或结构设计工程师更好地选择模型参数与准则以保证数值计算的准确性、收敛性和计算效率。

参考文献:

[1] 赵丽滨,龚愉,张建宇. 纤维增强复合材料层合板分层扩展行为研究进展[J]. 航空学报,2019,40(1):166-194.
ZHAO Libin,GONG Yu,ZHANG Jianyu. A survey on delamination growth behavior in fiber reinforced composite laminates[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2019,40(1):166-194(in Chinese).

[2] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus[J]. Composites science and technology,1996,56(4):439-449.

[3] MIYAGAWA H, SATO C, IKEGAMI K. Interlaminar fracture toughness of CFRP in mode Ⅰ and mode Ⅱ determined by Raman spectroscopy[J]. Composites part A:Applied science and manufacturing,2001,32(3/4):477-486.

[4] 庄蔚敏,王楠,吴迪,等. 碳纤维复合材料层合板三点弯曲损伤

仿真研究[J]. 机械工程学报,2019,55(10):109-114.
ZHUANG Weimin,WANG Nan,WU Di,et al. Simulation and analysis of the damage of carbon fiber composite laminates under three point bending load[J]. Journal of mechanical engineering,2019,55(10):109-114(in Chinese).

[5] 云新尧,梁朝虎,宋伟科. 斜纹编织碳纤维/环氧树脂复合材料Ⅱ型分层性能及损伤演化表征[J]. 复合材料学报,2020,37(10):2452-2462.
YUN Xinyao,LIANG Chaohu,SONG Weike. Mode Ⅱ delamination property and damage evolution characterization of twill woven carbon fiber/epoxy resin composites[J]. Acta materiae compositae Sinica,2020,37(10):2452-2462(in Chinese).

[6] BOLOTIN V V. Delaminations in composite structures:Its origin, buckling,growth and stability[J]. Composites part B:Engineering, 1996,27(2):129-145.

[7] WHITNEY J M,NUISMER R J. Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of composite materials,1974,8(3):253-265.

[8] KIM R Y,SONI S R. Experimental and analytical studies on the onset of delamination in laminated composites[J]. Journal of composite materials,1984,18(1):70-80.

[9] ALLIX O,LADEVÉZE P,CORIGLIANO A. Damage analysis of interlaminar fracture specimens[J]. Composite structures,1995,31(1):61-74.

[10] CORIGLIANO A,RICCI M. Rate-dependent interface models:Formulation and numerical applications[J]. International journal of solids and structures,2001,38(4):547-576.

[11] DUGDALE D S. Yielding of steel sheets containing slits[J]. Journal of the mechanics and physics of solids,1960,8(2):100-104.

[12] BARENBLATT G I. The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture[J]. Advances in applied mechanics,1962,7:55-129.

[13] HARPER P W,HALLETT S R. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination[J]. Engineering fracture mechanics,2008,75(16):4774-4792.

[14] TURON A,DÁVILA C G,CAMANHO P P,et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. Engineering fracture mechanics,2007, 74(10):1665-1682.

[15] SADIQ M A,ZAFAR N,BUTT H S U,et al. An efficient approach to the design of damage tolerant CFRP stiffened panels[C]//2017 14th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). Piscataway,NJ,USA:IEEE,2017:58-65.

[16] WAAS V D,HIDAYAT M I P,NOEROCHIM L. Finite element simulation of delamination in carbon fiber/epoxy laminate using cohesive zone model:Effect of meshing variation[J]. Materials science forum,2019,964:257-262.

[17] 范召,章向明,黄凌凯,等. 复合材料补片加固钢板的粘接应力与失效模拟[J]. 应用力学学报,2020,37(3):1125-1130.
FAN Zhao,ZHANG Xiangming,HUANG Lingkai,et al. Bonding stress and failure simulation of the steel plate reinforced by composite patch[J]. Chinese journal of applied mechanics,2020,37(3):1125-1130(in Chinese).

[18] 赵玉萍,王世鸣. 纤维复合材料界面横向拉伸分析[J]. 应用力学学报,2020,37(1):321-329.
ZHAO Yuping,WANG Shiming. Transverse tensile analysis of interface in fiber composites[J]. Chinese journal of applied mechanics,2020,37(1):321-329(in Chinese).

[19] HUI C Y,JAGOTA A,BENNISON S J,et al. Crack blunting and the strength of soft elastic solids[J]. Proceedings of the royal society of london. series A:Mathematical,physical and engineering sciences,2003,459(2034):1489-1516.

[20] YANG Q D,COX B. Cohesive models for damage evolution in laminated composites[J]. International journal of fracture,2005,133(2):107-137.

[21] 刘红霞. 复合材料分层损伤的数值模拟[D]. 西安:西北工业大学,2006.

[22] DÁVILA C G,CAMANHO P P,DE MOURA M F. Mixed-mode decohesion elements for analyses of progressive delamination[C]// 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston,VA,USA: AIAA,2001:AIAA 2001-1486.

[23] 肖鑫,赵丽滨. B-K 准则和幂准则在层合板分层扩展中的应用研究[C]//北京力学会第二十三届学术年会 论文集. 北京:北京力学会,2017:345-346.

[24] SKOVAJSA M,SEDLACEK F. Numerical simulation of delamination in laminated composite plates using cohesive elements[C]// 27th DAAAM International Symposium on Intelligent Manufacturing and Automation. Wien,Austria:DAAAM,2016:0678-0685.

[25] CAMANHO P P,DÁVILA C G,DE MOURA M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. Journal of composite materials,2003,37(16):1415-1438.

[26] ZOU Z,REID S R,LI S,et al. Modelling interlaminar and intralaminar damage in filament-wound pipes under quasi-static indentation[J]. Journal of composite materials,2002,36(4:477-499.

[27] MI Y,CRISFIELD M A,DAVIES G A O,et al. Progressive delamination using interface elements[J]. Journal of composite materials, 1998,32(14):1246-1272.

[28] ALFANO G,CRISFIELD M A. Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites:Mechanical and computational issues[J]. International journal for numerical methods in engineering,2001,50(7):1701-1736.

[29] JIANG W G,HALLETT S R,GREEN B G,et al. A concise interface constitutive law for analysis of delamination and splitting in composite materials and its application to scaled notched tensile specimens[J]. International journal for numerical methods in engineering,2007,69(9):1982-1995.

[30] NEEDLEMAN A. A continuum model for void nucleation by inclusion debonding[J]. Journal of applied mechanics,1987,54(3): 525-531.

[31] CAMANHO P P,DÁVILA C G. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials [EB/OL].(2002-06-01)[2021-06-01]. https://ntrs. nasa. gov/citations/20020053651.

[32] BALZANI C,WAGNER W. An interface element for the simulation of delamination in unidirectional fiber-reinforced composite laminates[J]. Engineering fracture mechanics,2008,75(9):2597-2615.

（编辑　史淑英）